

基于光星模拟器的星敏感器安装极性测试方法*

叶立军^{1,2,3}, 王新萌⁴, 朱虹⁵, 刘付成^{2,3}, 宝音贺西¹

- (1. 清华大学 航天航空学院·北京·100084;
2. 上海航天控制技术研究所·上海·201109;
3. 上海市空间智能控制技术重点实验室·上海·201109;
4. 上海新跃联汇电子科技有限公司·上海·200233;
5. 上海航天技术研究院·上海·201109)

摘要: 针对目前星敏感器在整星上的安装极性无法被直接测试的问题, 提出了基于光星模拟器的星敏感器安装极性测试方法, 从物理和数学两方面阐述了该测试方法的原理, 设计了星敏感器安装极性的操作方法和相应的判据。提出了可测性指标的概念, 并通过对星敏感器极性和星敏感器安装极性分别进行可测性分析, 证明了该方法的有效性。整星电测试结果表明, 该方法操作简单, 效果直观, 可广泛应用。

关键词: 星敏感器; 极性测试; 光星模拟器; 安装极性; 在回路测试

中图分类号: V448

文献标志码: A

文章编号: 2096-5974(2021)02-0066-07

Polarity Test Method of Star Sensor Installation Based on Optical Star Simulator

YE Lijun^{1,2,3}, WANG Xinmeng⁴, ZHU Hong⁵, LIU Fucheng^{2,3}, BAOYIN Hexi¹

- (1. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084;
2. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109;
3. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109;
4. Shanghai Xinyuelianhui Electronic Technology Co., LTD., Shanghai 200233;
5. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109)

Abstract: Aiming at the problem that the polarity of star sensor installation cannot be directly tested at present, the polarity test method of star sensor installation based on star simulator is proposed. The principle of this test method is explained from two aspects of physics and mathematics, and the operation and criterion of the test method are designed. The concept of testability is proposed, and the validity of this method is proved by the testability analysis of the star sensor polarity and the star sensor installation polarity. The test results of star sensor in loop on satellite show that the method is easy to operate with the intuitive effect, and can be widely used.

Keywords: star sensor; polarity test; optical star simulator; polarity of installation; in loop test

0 引言

星敏感器测量精度高^[1], 等效视场大, 抗杂光干扰和抗太阳直射能力越来越强, 对高动态环境的适应能力也越来越强。目前, 星敏感器已成

为航天器最为关键的姿态测量传感器, 且一般被视为卫星的姿态基准。如果作为基准的星敏感器的极性不正确, 会导致控制系统形成正反馈, 卫星将迅速失控^[2]甚至解体, 给卫星和空间环境带来严重风险。

* 收稿日期: 2020-04-10; 修回日期: 2020-05-29

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFB0501003); 国家自然科学基金重大项目 (61690214)

作者简介: 叶立军 (1982—), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: xthyl@163.com

卫星控制系统半物理(含整星半物理)的星敏传感器在回路的闭环仿真试验^[3-4], 可对卫星的功能、性能、软件运行时序^[5]等进行定性和定量验证, 但无法对卫星控制系统敏感器和执行机构的极性进行测试及验证。因此, 传统地面半物理试验还需包括极性测试与验证。极性测试是采用测试的手段, 通过观察判据变化趋势的正确性来判断星载软件极性正确性的一种方法。

星敏传感器坐标系一般不与卫星坐标系相重合。基于星敏传感器系统姿态解算环节多、姿态确定算法路径长等特点, 传统的可用于单机极性测试的方法不再适用于星敏传感器整星安装极性测试。实际上, 在卫星控制系统敏感器和执行机构中, 星敏传感器的安装极性是唯一未被直接测试的。

张召弟等^[6]提出了一种通过外场观星的星敏传感器极性测试方法。该方法利用真实星空实现了单机极性测试, 但是无法被应用于星敏传感器在卫星上的安装极性测试。丁建钊^[3]等在资源三号卫星半物理闭环仿真系统中引入了动态光星模拟器, 实现了星敏传感器的全光路闭环测试, 提高了星敏传感器测试的真实性, 但未涉及星敏传感器安装极性测试。在公开文献中, 未检索到针对星敏传感器安装极性测试方法的研究。在工程领域中, 星敏传感器极性正确性一般通过反复理论计算、多人复核等传统方式来保证。

因此, 本文基于传统测试系统硬件配套(光星模拟器), 设计了一种通用性较强的星敏传感器安装极性测试方法, 验证了星载软件星敏传感器安装矩阵极性正确性具有的工程价值。本文将讨论采用光星模拟器测试星敏传感器安装极性的方法, 给出了具体的操作方法和判据, 并对该方法的可行性、有效性和覆盖性进行了全面分析。

1 光星模拟器原理

在室内环境下, 一般可通过光星模拟器测试星敏传感器的光路部分, 光星模拟器可模拟星敏传感器三轴 0 姿态(对应星敏传感器输出为单位四元数)时的星图, 其被称之为标准星图。将配有标准星图的光星模拟器以标称方式(即光星模拟器的初始角位置)安装于星敏传感器头部, 若星敏传感器输出为单位四元数附近, 则说明星敏传感器极性正确。此外, 光星模拟器中的星图绕星敏传感器三轴有限角度旋转, 可直观确认星敏传感器三轴极性正确性。

光星模拟器^[7-10]的工作原理可分为两类: 第一类光星模拟器的星点为固定平行光源, 其光源与模拟器位置固定, 通过转动模拟器实现相对姿态转动。此类光星模拟器结构简单, 操作和判据直观, 缺点是星间角距与真实星库不匹配, 需要星敏传感器具有星图学习功能; 第二类光星模拟器的星点通过高分辨率液晶显示屏上的亮点模拟, 星图由计算机输入姿态驱动。此类光星模拟器的优点是功能多, 既可以用于星敏传感器安装极性测试, 也可以受动力学数据驱动而将星敏传感器光路接入到半物理闭环仿真试验。其缺点为在 X/Y 轴方向没有机械旋转的自由度, 需通过在地面软件设置偏置角来等效光星模拟器旋转, 操作不直观。

以德国耶拿公司的光星模拟器(第一类光星模拟器)为例, 其主要部件名称如图 1 所示。

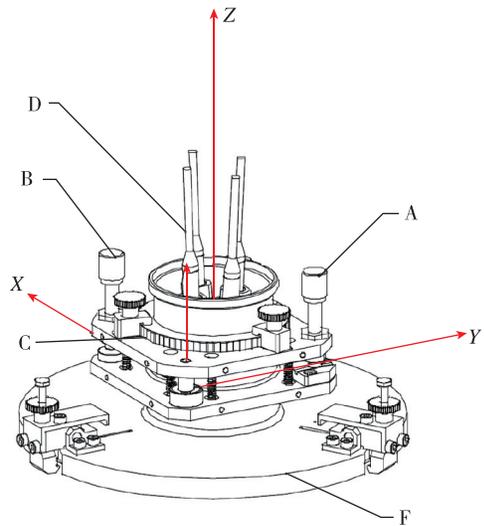


图 1 ASTRO10 星敏传感器光星模拟器功能原理图

Fig. 1 Functional schematic diagram of ASTRO10 star simulator

图 1 中, D 为平行光源, 共四个, 用于模拟星点; A/B 为角度微调螺钉。其中, A 可以用于调整 X 轴姿态, B 可以用于调整 Y 轴姿态; C 为与平行光源固定连接的刻度转盘。通过转动 C, 可调整 Z 轴的姿态; F 是与星敏传感器遮光罩的机械接口, 用于阻挡外界光源和多余物进入星敏传感器遮光罩内部。

光星模拟器与 ASTRO10 星敏传感器的组合如图 2 所示。

ASTRO10 星敏传感器拥有星点学习模式。通过学习模式, 可将当前识别的星点坐标作为其标准

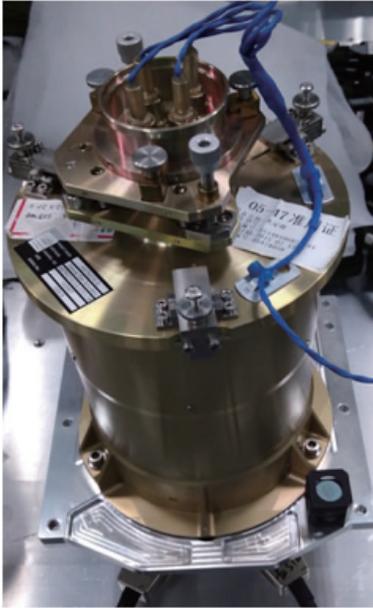


图2 ASTRO10星敏传感器及光星模拟器组合图
Fig. 2 Combination diagram of ASTRO10 star sensor and star simulator

星图库（对应的星敏传感器将输出单位四元数）。在学习模式结束后，光星模拟器相对星敏传感器的三轴转动可被实时测量，并可用于检验星敏传感器极性的正确性。

需要说明的是，针对没有学习模式的星敏传感器，可采用内置真实星库的光星模拟器，并通过设置不同的姿态、调出相应星图以传送给星敏传感器进行姿态识别。模拟星敏传感器相对惯性空间的转动，也可达到检验星敏传感器极性的目的。

2 测试方法设计

2.1 设计思路

星敏传感器极性测试技术目前已经比较成熟，所用方法包括了外场观星法^[6]、光星模拟器^[7-10]测试法等。外场观星法需要将星敏传感器置于室外，而光星模拟器测试法则可在室内进行。星敏传感器安装极性测试涉及到半物理系统试验，必须要在室内进行，因此研究基于光星模拟器的星敏传感器安装极性测试具有现实意义。

星敏传感器安装极性测试方法的设计应遵循以下几个特点：

(1) 便于操作，基于目前已有的星敏传感器测试设备和操作方式；

(2) 结果准确，极性测试结果确定性高；

(3) 直观易懂，极性测试正确性判断应直观且易懂，便于观察；

(4) 通用性强，可应用于各种工作模式的卫星星敏传感器安装极性测试。

为了使判据更加直观且易于理解，需要光星模拟器初始角位置对应标准星图，同时对应的卫星三轴测量姿态均为0。因此，可这样理解星敏传感器安装极性测试：当光星模拟器处于初始角位置时，卫星本体坐标系与基准坐标系重合。光星模拟器沿星敏传感器某轴的旋转，可等效为卫星沿着相反的方向在基准坐标系中旋转。地面数据判读人员可通过星敏传感器在整星上的安装方式以及卫星三轴姿态的变化情况，判断星敏传感器安装极性的正确性。

2.2 测试原理

基于星敏传感器的卫星姿态四元数计算算法为

$$\mathbf{q}_{JZb} = \mathbf{q}_{JZi} \otimes \mathbf{q}_{is} \otimes \mathbf{q}_{sb} \quad (1)$$

式中： \mathbf{q}_{JZb} 为基准坐标系到卫星本体系的转换四元数； \mathbf{q}_{JZi} 为基准坐标系到J2000惯性系的转换四元数； \mathbf{q}_{is} 为星敏传感器测量姿态四元数，其定义为J2000惯性系到星敏传感器坐标系的转换四元数； \mathbf{q}_{sb} 为星敏传感器坐标系到卫星本体系的转换四元数； \otimes 为四元数乘法符号^[11]。

将 \mathbf{q}_{JZb} 的目标四元数控制到单位四元数，即可实现卫星在轨稳态飞行。

当星敏传感器配置光星模拟器之后，星敏传感器输出姿态为单位四元数附近（星敏传感器有测量噪声），即有

$$\mathbf{q}_{is} \approx [1 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (2)$$

为了使测试现象更加直观，需尽量使当光星模拟器处于初始角位置（标准星图）时，卫星姿态四元数也为单位四元数附近（对应卫星三轴姿态为0附近，即三轴姿态绝对值均小于 0.3° ，下同），即有

$$\mathbf{q}_{JZb} \approx [1 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (3)$$

将式(2)和式(3)代入式(1)，有

$$\mathbf{q}_{JZi} = \mathbf{q}_{sb}^{-1} = \mathbf{q}_{bs} \quad (4)$$

式中： \mathbf{q}^{-1} 为 \mathbf{q} 的四元数逆运算^[11]； \mathbf{q}_{bs} 为卫星本体坐标系到星敏传感器坐标系的转换四元数。

式(4)的物理意义是，实现了当星敏传感器指向标准星图时卫星本体坐标系与基准坐标系的重合。

由式(1)可知，可能出现极性错误的环节包

含如下两个: 星传感器极性错误和星传感器安装极性错误。当出现星传感器极性错误时, 在光星模拟器位于初始角位置时, 星传感器输出的原始姿态四元数不满足式 (2), 可以据此立即判断星传感器极性错误。通过比较星传感器输出原始四元数随光星模拟器旋转的变化情况, 还可进一步定位出现极性错误的星传感器坐标轴; 当仅出现星传感器安装极性错误时, 在光星模拟器为初始角位置时, 卫星三轴姿态为 0 附近。但是, 由于星载软件中的星传感器安装四元数与星传感器的真实安装方式不匹配, 卫星输出的三轴姿态变化趋势将与预期不符, 据此可以定位出现星传感器安装极性错误的坐标轴。

2.3 判据计算

为了从数学角度阐述星传感器的安装极性测试原理, 不妨令

$$\mathbf{q}_{sb} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3] \quad (5)$$

面对星传感器遮光罩, 将光星模拟器沿着星传感器光轴顺时针旋转小角度 γ , 即相当于星传感器绕其光轴旋转角度 γ , 则星传感器的姿态输出为

$$\mathbf{q}_{is} = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) & 0 & 0 & \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (6)$$

将式 (4)、式 (5) 和式 (6) 代入式 (1), 有

$$\mathbf{q}_{JZb} = \begin{bmatrix} \cos(\gamma) \\ \sin(\gamma)(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ \sin(\gamma)(q_0 q_1 + q_2 q_3) \\ \frac{1}{2} \sin(\gamma)(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (7)$$

当 γ 较小时, 根据小角度近似原则, 式 (7) 对应的卫星三轴姿态角 (单位: rad) 分别为

$$\begin{aligned} \varphi_z &= 2\sin(\gamma)(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ \theta_z &= 2\sin(\gamma)(q_0 q_1 + q_2 q_3) \\ \psi_z &= \sin(\gamma)(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{aligned} \quad (8)$$

另一方面, 根据四元数到姿态转移矩阵的转换关系, 可得到星传感器本体系到卫星本体系的转移矩阵

$$\mathbf{A}_{bs} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_0 q_3 + q_1 q_2) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) \\ 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

星传感器光轴 (Z 轴) 在卫星本体系下的单位矢量为

$$\mathbf{V}_{sz} = \mathbf{A}_{bs} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{q}_{JZb} = \begin{bmatrix} 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) \\ q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

比较式 (8) 和式 (10), 可得

$$\begin{aligned} \varphi_z &= \sin(\gamma) \mathbf{V}_{sz}(1) \\ \theta_z &= \sin(\gamma) \mathbf{V}_{sz}(2) \\ \psi_z &= \sin(\gamma) \mathbf{V}_{sz}(3) \end{aligned} \quad (11)$$

式 (11) 说明, 光星模拟器沿着星传感器光轴旋转的角度, 被分解到卫星三轴姿态角。旋转后的星传感器三轴姿态角 (含方向和大小) 与星传感器光轴方向在卫星本体系下的单位矢量有关。至此, 可得到卫星三轴姿态变化与星传感器安装的关系表达式, 该表达式也是星传感器安装极性测试的判据。

举例说明, 若星传感器光轴指向卫星 Y 轴 (卫星本体系沿 X 轴旋转 -90° 得到星传感器坐标系), 则有 $\mathbf{q}_{sb} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} & \frac{\sqrt{2}}{2} & 0 & 0 \end{bmatrix}$ 。面对遮光罩, 顺时针将光星模拟器旋转小角度 γ , 根据式 (8) 有 $\varphi = 0$, $\theta = \gamma$, $\psi = 0$ 。可理解为, 将光星模拟器绕星传感器光轴旋转小角度 γ , 相当于卫星沿其 Y 轴旋转小角度 γ , 公式与实际意义相匹配。

同样地, 将光星模拟器绕星传感器 X 轴旋转小角度 α , 卫星三轴姿态角分别为

$$\begin{aligned} \varphi_x &= \alpha \mathbf{V}_{sx}(1) = \sin(\alpha)(q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) \\ \theta_x &= \alpha \mathbf{V}_{sx}(2) = 2\sin(\alpha)(q_1 q_2 - q_0 q_3) \\ \psi_x &= \alpha \mathbf{V}_{sx}(3) = 2\sin(\alpha)(q_0 q_2 + q_1 q_3) \end{aligned} \quad (12)$$

将光星模拟器绕星传感器 Y 轴旋转小角度 β , 卫星三轴姿态角分别为

$$\begin{aligned} \varphi_y &= \alpha \mathbf{V}_{sy}(1) = 2\sin(\beta)(q_0 q_3 + q_1 q_2) \\ \theta_y &= \alpha \mathbf{V}_{sy}(2) = \sin(\beta)(q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2) \\ \psi_y &= \alpha \mathbf{V}_{sy}(3) = 2\sin(\beta)(q_2 q_3 - q_0 q_1) \end{aligned} \quad (13)$$

2.4 可测性指标

定义可测性指标 ζ 为

$$\zeta = \frac{\lambda_c - \lambda_t}{\lambda_c} \quad (14)$$

式中: λ_c 为经计算所得的判据, λ_t 为实测值。

ζ 不仅可用于极性判断, 还可用于描述测试数据置信度。为便于理解, 令 $\lambda_c = 1$, 表 1 说明了 ζ 与 λ_t 之间的关系。

表1 λ_t 、 λ_c 与 ζ 之间的关系
Tab.1 The relationship between λ_t , λ_c and ζ

| λ_t | λ_c | ζ | 测试结果 |
|-------------|-------------|---------|-------|
| 1.9 | 1 | -0.9 | 判据不明显 |
| 1.5 | 1 | -0.5 | 正确 |
| 1.2 | 1 | -0.2 | 正确 |
| 1 | 1 | 0 | 正确 |
| 0.8 | 1 | 0.2 | 正确 |
| 0.5 | 1 | 0.5 | 正确 |
| 0.1 | 1 | 0.9 | 判据不明显 |
| -0.5 | 1 | 1.5 | 极性相反 |
| -1 | 1 | 2 | 极性相反 |
| -1.2 | 1 | 2.2 | 极性相反 |

从表1可以看出,当 $\zeta > 1$ 时,实测值与判据符号相反,说明极性错误;当 $\zeta = 1$ 时,实测值为0,说明实测值与判据无关;当 $\zeta < 1$ 时,实测值与判据符号相同,说明极性正确。此外,从表1还可以看出, $|\zeta|$ 越接近于0,极性测试结果的置信度越高;当 $|\zeta| > 0.5$ 时,实测值 λ_t 与判据 λ_c 之间的误差达到了50%,测试结果的置信度较低。

2.5 参数设计

从2.4节可以看出,当 $\zeta < 1$ 时,极性测试的结果正确,且 $|\zeta|$ 越接近于0,极性测试结果的置信度越高。因此,通过计算 $|\zeta|$ 的最大值,就可以判断判据的有效性。 ζ 绝对值的最大值为

$$\max |\zeta| = \frac{|\lambda_c - \lambda_t| + \sqrt{\sigma_{t1}^2 + \sigma_{t2}^2}}{|\lambda_c| - \sigma_c} \quad (15)$$

式中: σ_{t1} 为星敏感器测量噪声标准差; σ_{t2} 为由旋转光星模拟器产生的操作误差; σ_c 为由判据计算引起的系统误差。

根据式(8)、式(12)和式(13),可得实测值 λ_t 与判据 λ_c 间的关系为

$$\lambda_c = \sin(\lambda_t) \quad (16)$$

因此有

$$\sigma_c = |\lambda_t - \sin(\lambda_c)| \quad (17)$$

一般而言,基于光星模拟器的星敏感器测量噪声 $\sigma_{t1} < 0.05^\circ$;操作光星模拟器产生的其他轴非期望旋转误差为 $\sigma_{t2} = 0.3^\circ$ 。判据误差应尽量小,可约束判据误差应不大于星敏感器的测量噪声

$$|\lambda_t - \sin(\lambda_t)| < \sigma_{t1} \quad (18)$$

可得 $|\lambda_t| < 9.955^\circ$ 。取光星模在光轴方向(Z)的旋转角,建议 $|\lambda_{tz}| \leq 10^\circ$ 。

对于非光轴(X/Y)方向,由于受到光星模拟器机械限位的约束,其旋转角一般不大于 3° ,即有 $|\lambda_{tx}| \leq 3^\circ$, $|\lambda_{ty}| \leq 3^\circ$ 。

基于上述假设,星敏感器极性测试的主要误差源为由操作光星模拟器而产生的其他轴非期望旋转误差, $|\zeta|$ 可近似为

$$|\zeta| = \frac{\sigma_{t2}}{|\lambda_t|} \quad (19)$$

由式(19)可以看出,为了提高测试结果置信度(减小 $|\zeta|$),需要尽量提高 $|\lambda_t|$ 。综合以上设计约束,工程使用一般可取

$$\begin{aligned} 2^\circ &\leq |\lambda_{tx}| \leq 3^\circ \\ 2^\circ &\leq |\lambda_{ty}| \leq 3^\circ \\ 5^\circ &\leq |\lambda_{tz}| \leq 10^\circ \end{aligned} \quad (20)$$

2.6 测试可行性和覆盖性分析

在光星模拟器绕星敏感器某轴旋转时,通过测试可获知星敏感器的该轴在卫星本体坐标系内的投影是否正确,根据两个非重合坐标轴可确定一个完整坐标系的原理^[11]。若能确定星敏感器任意两轴极性的正确性,便可判定坐标系极性的正确性。因此,进行星敏感器安装极性测试的充分必要条件是可判定星敏感器任意两轴的安装极性测试是否正确。

根据式(8)、式(12)和式(13),若经投影得到的卫星三轴某方向的分量较小,甚至某一轴或两轴出现了分量为0的情况,说明旋转角主要投影在卫星某轴或某两轴上,投影较小。进而在引起可测性指标绝对值 $|\zeta|$ 过大时,在这种情况下只需忽略该轴判据,仅采用投影分量较大的卫星本体轴姿态作为判据即可。

假设光星模拟器绕星敏感器坐标轴的旋转角为 λ ,其在卫星三轴上的姿态绝对值最大分量为 λ_{\max} ,则有

$$|\lambda_{\max}| \geq \frac{|\lambda|}{\sqrt{3}} \quad (21)$$

采用反证法证明式(21)成立。若式(21)不成立,则三轴姿态叠加后的绝对值小于 $|\lambda|$,与假设矛盾。

结合式(19)、式(20)和式(21),星敏感器三轴可测试性参数满足

$$\begin{aligned} \zeta_x &< 0.2598 \\ \zeta_y &< 0.2598 \\ \zeta_z &< 0.1039 \end{aligned} \quad (22)$$

由式 (22) 可以看出, 星敏传感器三轴可测试性均小于 0.2598。测试结果置信度高, 星敏传感器三轴安装的极性测试可行。

3 仿真与分析

卫星某星敏传感器的理论安装矩阵为

$$\mathbf{A}_{bs} = \begin{bmatrix} 0.5736 & 0.2120 & -0.7912 \\ 0.8192 & -0.1485 & 0.5540 \\ 0 & -0.9659 & -0.2588 \end{bmatrix} \quad (23)$$

对应的星敏传感器安装四元数为

$$\mathbf{q}_{sb} = \begin{bmatrix} 0.53997798235179 \\ 0.70371300737645 \\ 0.36632980468486 \\ -0.281094745635754 \end{bmatrix} \quad (24)$$

面对星敏传感器遮光罩, 将光星模拟器沿星敏传感器光轴 (Z 轴) 顺时针旋转小角度 γ 。根据式 (11) 和式 (23), 卫星三轴姿态角判据为

$$\begin{aligned} \varphi_z &= -0.7912\gamma \\ \theta_z &= 0.5540\gamma \\ \psi_z &= -0.2588\gamma \end{aligned} \quad (25)$$

进行整星综合电测, 此星敏传感器光轴方向安装极性测试过程如图 3 所示。

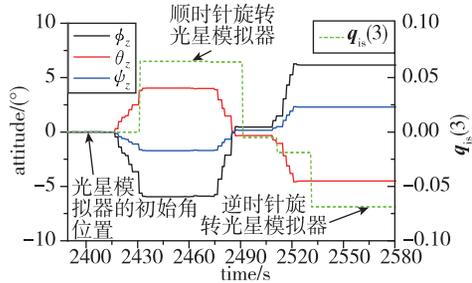


图 3 星敏传感器测量四元数与卫星姿态角的变化

Fig. 3 Comparison of dark original color statistic distribution

图 3 为双纵坐标图, 主纵坐标 (位于图的左侧) 表示经星敏传感器测量姿态解算的卫星三轴姿态。其中, 黑色曲线为卫星滚动角, 红色曲线为卫星俯仰角, 蓝色曲线为卫星偏航角; 副纵坐标 (位于图的右侧) 表示星敏传感器测量四元数中与星敏传感器 Z 轴相关的四元数, 绿色虚线为星敏传感器输出 $q_{is}(3)$ 。

数据可通过整星遥测下传获得, 星敏传感器测量四元数滞后现象是由遥测更新频率差异导致的。星敏传感器四元数遥测为每 20s 更新一次, 卫星三轴

姿态遥测为每 2s 更新一次。

由于光星模拟器绕星敏传感器光轴旋转。为了便于分析, 可认为星敏传感器滚动和俯仰四元数始终保持在 0 附近, 即有 $q_{is}(1) = q_{is}(2) = 0$ 。

从图 3 中选一点 (光星模拟器旋转到位, 且姿态保持稳定) $q_{is}(3) = 0.06485$, 对应的光星模拟器旋转角度为 $\gamma = 7.431^\circ$ 。同时, 进行遥测, 得到的三轴姿态依次分别为

$$\begin{aligned} \varphi_z &= -5.94804 \\ \theta_z &= 4.0335 \end{aligned} \quad (26)$$

$$\psi_z = -1.71615$$

根据式 (25), 卫星三轴姿态变化的判据为

$$\begin{aligned} \varphi_z &= -5.8796 \\ \theta_z &= 4.1169 \end{aligned} \quad (27)$$

$$\psi_z = -1.9232$$

比较式 (26) 和式 (27) 可知, 三轴绝对误差分别为 0.065° , 0.083° , -0.207° , 对应的卫星三轴姿态可测性指标为

$$\begin{aligned} |\zeta_{z\varphi}| &= 0.0111 \\ |\zeta_{z\theta}| &= 0.0202 \\ |\zeta_{z\psi}| &= 0.1076 \end{aligned} \quad (28)$$

由式 (28) 可以看出, 在测试星敏传感器光轴 (Z 轴) 的安装极性时, 卫星三轴姿态可测性指标均小于 0.1076。在投影最大的卫星滚动轴上, 可测性指标达到了 0.0111, 满足星敏传感器光轴安装极性测试的需求。

4 结 论

本文提出了基于光星模拟器的星敏传感器安装极性测试方法, 在不增加新的测试设备的情况下, 可对包括星敏传感器极性和星敏传感器安装极性在内的姿态确定进行全路径极性测试。若星敏传感器极性或星敏传感器安装极性测试中的任意环节出现错误, 还能进一步精确判定极性错误的坐标轴。

所使用的星敏传感器极性测试方法可操作性好, 相关判据物理意义明确, 判据直观, 可适用于各类基于星敏传感器姿态确定的航天器, 具有较好的工程应用价值。

参考文献 (References)

[1] 李新鹏, 任平川, 高原, 等. 多探头星敏传感器分布式视场融合方法 [J]. 飞控与探测, 2018, 1 (1): 71-76.
LI X P, REN P C, GAO Y, et al. Distributed FOV fusion

- algorithm for multiple heads star tracker [J]. *Flight Control & Detection*, 2018, 1 (1): 71-76 (in Chinese).
- [2] 胡文静, 裴琨坤, 刘准. GEO 卫星地敏自主干扰保护失效实时处置方法 [J]. *飞行器测控学报*, 2015, 34 (6): 533-539.
- HU W J, NIE K K, LIU Z. Real-time handling of failure of autonomous interference protection of GEO satellite earth sensors [J]. *Journal of Spacecraft Technology*, 2015, 34 (6): 533-539 (in Chinese).
- [3] 丁建钊, 刘祥, 刘彤, 等. 资源三号卫星高精度控制分系统地面试验验证系统 [J]. *空间控制技术与应用*, 2015, 41 (3): 33-37.
- DING J Z, LIU X, LIU T, et al. A ground testing verification system for the high precision control system of the ZY-3 satellite [J]. *Aerospace Control and Application*, 2015, 41 (3): 33-37 (in Chinese).
- [4] 张怡文, 刘翌, 陈杭. 卫星姿轨控半物理仿真系统测试 [J]. *计算机测量与控制*, 2017, 25 (11): 1-3.
- ZHANG Y W, LIU Z, CHEN H. Research on satellite AOCS semi-test simulation test system [J]. *Computer Measurement & Control*, 2017, 25 (11): 1-3 (in Chinese).
- [5] 沈怡颺, 何益康, 高四宏, 等. 基于同步仿真的卫星姿轨控软件验证方法 [J]. *飞控与探测*, 2018, 1 (2): 23-27.
- SHEN Y W, HE Y K, GAO S H, et al. A verification method of satellite attitude and orbit control software based on synchronous simulation [J]. *Flight Control & Detection*, 2018, 1 (2): 23-27 (in Chinese).
- [6] 张召弟, 王向. 一种测试星敏传感器空间指向的方法 [J]. *导航定位与授时*, 2017, 4 (5): 70-74.
- ZHANG Z D, WANG X. A method of testing the space point of star sensor [J]. *Navigation Positioning & Timing*, 2017, 4 (5): 70-74 (in Chinese).
- [7] 刘欢, 王春艳, 庞广宁, 等. 高精度静态光星模拟器光学系统设计 [J]. *长春理工大学学报 (自然科学版)*, 2018, 41 (1): 26-29.
- LIU H, WANG C Y, PANG G G, et al. Optical system design of high-precision static star simulator [J]. *Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2018, 41 (1): 26-29 (in Chinese).
- [8] 刘石, 张国玉, 孙高飞, 等. 具有均匀天空背景的高精度静态光星模拟器设计 (英文) [J]. *光子学报*, 2016, 45 (12): 1-5.
- LIU S, ZHANG G Y, SUN G F, et al. Design of high-precision static star simulator with uniform sky background [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2016, 45 (12): 1-5.
- [9] 孙高飞, 张国玉, 刘石, 等. 静态光星模拟器设计与精度分析 [J]. *长春理工大学学报 (自然科学版)*, 2015, 38 (5): 26-29.
- SUN G F, ZHANG G Y, LIU S, et al. Design of static star simulator and accuracy analysis [J]. *Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2015, 38 (5): 26-29 (in Chinese).
- [10] 陈启梦, 张国玉, 王哲, 等. 甚高精度星敏传感器测试用静态光星模拟器设计 [J]. *红外与激光工程*, 2014, 43 (6): 1830-1835.
- CHEN Q M, ZHANG G Y, WANG Z, et al. Design of static star simulator based on testing of very high precision star sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43 (6): 1830-1835 (in Chinese).
- [11] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
- ZHANG R W. *Satellite orbit attitude dynamics and control* [M]. Beijing: Beihang University Press, 1988 (in Chinese).